

超音速エンジン内部流れ問題への非構造格子計算法の適用に関する研究

著者	小寺 正敏
号	2249
発行年	1998
URL	http://hdl.handle.net/10097/7522

こ で ら ま さ と し

氏 名 小 寺 正 敏

授 与 学 位 博士 (工学)

学 位 授 与 年 月 日 平成 11 年 3 月 25 日

学位授与の根拠法規 学位規則第 4 条第 1 項

研究科, 専攻の名称 東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻

学 位 論 文 題 目 超音速エンジン内部流れ問題への非構造格子計算法の適用に関する研究

指 導 教 官 東北大学教授 中橋 和博

論 文 審 査 委 員 主査 東北大学教授 中橋 和博 東北大学教授 澤田 恵介

東北大学教授 升谷 五郎 東北大学教授 新岡 嵩

東北大学助教授 大林 茂

論 文 内 容 要 旨

第 1 章 緒 論

宇宙ステーションや宇宙基地などの恒久的な宇宙施設の建設のために必要な物資や人などを安定に供給するには, 容易に地球と宇宙を往復できる宇宙往還機が必要となってくる. 現在はスペースシャトルが用いられているが, 運用コストや安全性の面で問題があり, これにかわる新しい有人宇宙往還システムであるスペースプレーンの検討が行なわれている.

スペースプレーンの推進システムには, これまでのロケットベースの打ち上げ手段において全重量の大部分を占める推進剤を減らすために, エアブリージングエンジンの使用が考えられている. 特に単段方式のスペースプレーンが成立するためには, 推力重量比が大きく, 高い比推力を広い範囲で可能とするスクラムジェットエンジンの実現が必要となってくる.

今日のスクラムジェットエンジンの技術的課題にはエンジン抗力や冷却要求の削減および軽量化などが挙げられる. これら様々な課題を克服するには, 大規模地上試験設備を用いた実験的研究だけでなく, 計算流体力学 (CFD) によるエンジン内流れの詳細な数値解析も不可欠である. CFD 技術は地上試験設備では模擬できないような高高度, 高マッハ数における作動を調べるのに有効である. また, CFD は一度コードを完成させると, 実験よりも比較的容易に条件を変えられるため, 様々な形状や流れの条件をパラメトリックに変えて調査しなければならないスクラムジェットの開発において非常に有効である.

本論文は, スクラムジェットエンジンの開発において必要とされる数値シミュレーション技術を, より柔軟性のある扱いやすい解析ツールとして成熟させることを主目的とする. そこで, 形状適合性に優れているハイブリッド非構造格子上での流動計算法を, 解析および設計のための工学的道具として用いることができるまでに高度化するとともに, スクラムジェットエンジン内に適用して衝撃波・境界層干渉などが生じる複雑な流れ場の構造を解明し, さらにエンジン燃焼器領域の超音速燃焼流れを効率良く解くための数値計算法を構築する.

第 2 章 ハイブリッド非構造格子を用いたナビエ・ストークス計算法

最近になって CFD の応用分野が拡大していくにつれ, 三次元のより複雑な形状に対する計算が要求されるようになり, 構造格子では格子生成が非常に困難になってきている. そこで第 2 章では, 複雑形状に対する三次元ナビエ・ストークス計算法として有望な方法と考えられるハイブリッド非構造格子計算法の詳細な説明を行い, 計算法の理解を深めた. そしてこの計算法を, 主流マッハ数 3.4 のスクラムジェットインレット内部流に適用し, 同じ計算条件で構造格子計算法を用いた計算結果に対して, 計算結果と計算コストの比較を行った. 得られた結果を要約すると, 以下の通りである.

(1) 計算精度に対しては, 非構造格子計算ではスロート部の格子点が不十分であることにより実験値との一致が悪いが, そ

れ以外は構造格子計算と同程度の精度を示した。

- (2) 一格子点あたり、一繰り返し数あたりの必要メモリと CPU 時間に関しては、非構造格子が構造格子の約 10 倍かかった。
 - (3) 一ケースにおける CPU 時間は、非構造格子計算のほうが構造格子計算よりもかからなかった。ただし、非構造格子計算において格子点数を増やす余地があるため、それを考慮に入れると両者の計算時間は同程度であるといえる。
- したがって構造格子計算法よりも、今回用いる計算方法が複雑形状のスクラムジェットエンジン内部流に適用することが十分妥当であることを示せた。

第3章 ハイブリッド非構造格子法における一方程式乱流モデルの検証

スクラムジェットエンジン内部流のような高レイノルズ数流れを計算する場合、粘性領域にプリズム格子、その他の領域では四面体格子で構成されているハイブリッド格子が高精度、高効率で乱流境界層を解くのに非構造格子法では非常に有効である。しかしながら実際の適用例が少なく、精度検証が不十分であるため信頼性を確かめる必要がある。さらに乱流場を解く場合、なんらかの乱流モデルを用いなければならない。そこで第3章では、最近一般的に用いられるようになった一方程式乱流モデルを用いたハイブリッド非構造格子法を、スクラムジェットエンジンのインレット内部でみられる衝撃波／乱流境界層の干渉の複雑な流れ場に適用し、実験値との詳細な比較を行った。得られた結果を要約すると、以下の通りである。

- (1) 二つの一方程式乱流モデルの優劣に関しては、全体的に Spalart-Allmaras モデルが同程度かそれ以上の精度を示した。しかし RAE2822 翼のケースで、摩擦係数分布に関して衝撃波位置のことを除いて Goldberg-Ramakrishnan モデルが若干良い精度を示した。
 - (2) 対称鋭角フィンのケースでは、一方程式乱流モデルとの組み合わせによる計算結果は既存の構造格子計算同様、実験値と一般的に良く一致した。
 - (3) 構造格子計算と非構造格子計算の比較を行った場合、全体的には同程度の精度を示した。
 - (4) 対称鋭角フィンのケースでは、流入面における乱流輸送変数の取り扱いが精度良い計算に重要であることが示された。
- したがってハイブリッド非構造格子法は形状適合性に優れているほかに精度の面でも十分工学的に実用的であることが示された。よってスクラムインレット内部流への適用が可能であることが確認できた。

第4章 ハイブリッド非構造格子法を用いたスクラムジェット内部流の数値解析

スクラムジェットエンジン内の流れは高速で周囲が壁面で囲まれているため、その複雑な現象を実験によって詳細に解析することは非常に困難である。それ故、高性能なエンジンを開発するためには CFD による数値解析が不可欠である。そこで次に第4章では、ハイブリッド非構造格子法を用いてスクラムジェットエンジン内の流動解析を行った。航空宇宙技術研究所角田研究センターで行われている実験においては次のことが確認されている。

- マッハ数 3.4 のケースでエンジンの不始動が起こりやすかった。
- マッハ数 5.45 のケースにおいて弱燃焼と強燃焼と言われる2つの燃焼モードが確認された。そしてストラットがある場合にのみ強燃焼が発生していた。
- マッハ数 5.45 のケースでストラットを装着して弱燃焼状態になった場合に、燃料がノズル出口において均一に広がらずに天板側の領域に偏って分布していた。

本章ではこれら3つの項目についてその原因となりうる流れ構造の知見を得ることを目指した。得られた結果を要約すると、以下の通りである。

- (1) マッハ 3.4 の条件で見られた燃焼器内における天板付近の厚い亜音速域は、マッハ 5.45 の条件では見られなかった。このことから、よりマッハ数が高いケースではエンジンの不始動は起こりにくいことがわかった。
- (2) ストラットがエンジン内に装着された場合、ステップの背後で天板からカウル方向に向かう流れが強くなることが観察

された。

- (3) 実験において観察されていた弱燃焼時の天板側に燃料が偏る傾向は、燃料噴射孔付近の流れが天板側に向かうことが原因であることがわかった。

第5章 非構造格子法を用いた反応流の計算

スクラムジェットエンジンの燃焼器を設計するにあたっては、高マッハ数での燃料・空気の混合促進と制御が非常に重要になってくる。従って、超音速乱流の気流中に燃料噴射、混合、化学反応などが生じるスクラムジェット燃焼器内を想定した流れの構造を理解するために、数値計算も多く行われている。特にマッハ数が増加すると試験条件を設定することが難しくなるため、数値計算の重要度が増してくる。

スクラムジェット燃焼器の形状もまた構造格子で容易に扱えるほど単純ではなく、複雑な物体形状に対してより効率的で柔軟性のある計算方法が求められる。また燃焼の計算は格子依存性が高いため、精度を高めるためには解適合格子の使用が効果的である。このように、複雑形状に対応でき、解適合格子を容易に形成することが出来る手法として非構造格子法が有望である。そこで第5章では、複雑形状に対する燃焼流の計算を行うことを目的として、ハイブリッド非構造格子計算法を反応流コードへと拡張することにより、新たに陰的非構造反応流コードの開発を行った。そしてまだ研究が希薄なハイブリッド非構造格子による反応を伴う粘性流の計算が安定に行えることを証明し、解適合格子の使用も含めた燃焼器内部の流れ場の詳細な解析および、機体も含めたスクラムジェットエンジン全体のシミュレーションへの足がかりを作ることを目指した。対角化点陰的处理を非構造 LU-SGS 陰解法と組み合わせることにより、計算時間を節約し、なおかつ硬直性の問題を取り除くことを試みた。開発されたコードは水素・空気系の燃焼問題に適用された。得られた結論を要約すると、以下の通りである。

- (1) 今回開発したコードがクーラン数を2から100の間に設定して安定に計算を行うことができ、十分に燃焼流れ場を予測できることがわかった。
- (2) 今回用いた反応モデルが妥当であることを確認できた。
- (3) 計算精度については、実験値およびSPARKコードによる計算値と全般的に一致した。

非構造格子の柔軟性を用いることにより、今回の方法がスクラムジェットエンジン開発のための道具として有望である。

第6章 結論

本論文は、スクラムジェットエンジン開発のための道具として、柔軟性のある非構造格子の適用を考え、その実用性の検討、精度検証、実問題への拡張およびさらに複雑な物理現象への拡張を行ったものである。

この中で、実用問題の適用例が極めて少ないハイブリッド非構造格子計算法が複雑形状のスクラムジェット内部流に適用することが十分妥当であることを示した。また、この計算法が形状適合性に優れているほかに精度の面でも十分工学的に実用的であることを示した。この中で、流入面における乱流輸送変数の取り扱いが精度良い計算に重要であることなどを明らかにした。このような非構造格子法を用いた一方程式乱流モデルの検証は、ほとんど例を見ない。さらにこの計算法を用いてスクラムジェットエンジン内の流動解析を行い、実験における不始動要因、ストラットの影響およびノズル出口における燃料の偏りなどの原因となりうる流れ構造について詳細を明らかにし、有用な知見を得た。

一方で、複雑形状に対する燃焼流の計算を行うことを目的として、ハイブリッド非構造格子計算法を反応流コードへと拡張した。対角化点陰的处理を非構造 LU-SGS 陰解法と組み合わせることにより、計算時間を節約し、なおかつ硬直性の問題を取り除くことを実現した。水素・空気系の三種類の燃焼問題に適用し、計算の安定性を確認するとともに、精度においてNASAにて開発された既存計算コードと同等であることを示した。反応を伴う粘性流に対する非構造陰的計算法の構築は貴重な成果である。

審査結果の要旨

次世代宇宙往還機の主エンジンとして有望視されているスクラムジェットエンジンの技術的課題には、比推力増大の他にもエンジン抗力の低減や冷却要求の削減および軽量化などが挙げられる。これら様々な課題を克服するには、大規模地上試験設備を用いた実験的研究だけでなく、計算流体力学によるエンジン内流れの詳細な数値解析も不可欠である。

本論文は、形状適合性に優れているハイブリッド非構造格子上で流動計算法を、解析および設計のための工学的道具として用いることができるまでに高度化するとともに、スクラムジェットエンジン内に適用して衝撃波と境界層の干渉する複雑な流れ場を解明し、さらにエンジン燃焼器領域の超音速燃焼流れを効率良く解くための数値計算法を構築した研究結果を纏めたもので、全編6章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、ハイブリッド非構造格子上で数値計算法をスクラムジェットエンジン内部流に適用し、その精度、計算時間および有用性について既存の構造格子に基づく計算法と比較し、本計算法が三次元複雑形状場での流動解析の工学的道具として既存の計算法に取って代わり得ることを示している。

第3章では、ハイブリッド非構造格子法に2種類の一方程式乱流モデルを用いて、スクラムインレット内部でみられる衝撃波と乱流境界層の干渉する流れ場に適用して実験値との詳細な比較を行い、流入面における乱流輸送変数の取り扱いが精度良い計算に重要であることなどを明らかにした。このような非構造格子を用いた計算法における一方程式乱流モデルの検証はほとんど例を見ない。

第4章では、本計算法を用いてスクラムジェットエンジン内の流動解析を行い、実験においては不明であった流れ構造を詳細に明らかにしている。その中で、マッハ数がより高いケースではエンジンの不始動は起こりにくいこと、ストラット装着がステップの背後での天板からカウル方向に向かう流れを強めていること、および実験において観察されていた弱燃焼時の天板側に燃料が偏る傾向は、燃料噴射孔付近の流れが天板側に向かうことが原因であることなどを見出している。これらは高性能エンジン開発において有用な知見である。

第5章では、燃焼器部の超音速燃焼流解析を目的として、ハイブリッド非構造格子計算法を反応流れに拡張した。非構造LU-SGS陰解法と対角化点陰的处理を組み合わせることにより計算時間を削減し、なおかつ燃焼計算における硬直性の問題を取り除くことを実現している。水素・空気系の三種類の燃焼問題に対して本計算法を適用し、計算の安定性を確認するとともに、計算精度はNASAにて開発された既存計算コードと同等であることを示した。反応を伴う粘性流に対する非構造陰的計算法の構築は貴重な成果である。

第6章は結論である。

以上要するに本論文は、スクラムジェットエンジン開発のための流動解析および設計道具として、柔軟性のある非構造格子の適用を考え、その実用性の検討、精度検証、実問題への拡張およびさらに複雑な物理現象への拡張を行ったもので、航空宇宙工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。